

TABAKALI KOMPOZİT PLAKLARDA ELİPTİK SÜREKSİZLİK BÖLGESİNİN KRİTİK BURKULMA YÜKÜ ÜZERİNE ETKİSİ

Yusuf Arman, Mehmet Aktaş, Cesim Atas, Bülent Murat İçten

Dokuz Eylül Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makina Mühendisliği Bölümü
35100, Bornova, İzmir

ÖZET

Bu çalışmada, tabakalar arasında meydana gelen eliptik süreksizlik bölgesinin (delaminasyon) tabakalı kompozit plakların burkulma davranışları üzerine etkisi deneysel ve nümerik olarak incelenmiştir. Deneysel çalışmalarda kullanılmak üzere, 100x140x2.5 mm boyutlarında ve $[(0/90)_3]_s$ takviye açısına sahip cam lifi-epoksi kompozit malzemeler üretilmiştir. Delaminasyonun kompozit malzemenin tam ortasında olduğu kabul edilmiştir. Yükleme yönünde ve yükleme yönüne dik olmak üzere iki şekilde delaminasyon tasarlanmış ve dikey delaminasyon için $a=30$ mm $b=75$ mm, yatay delaminasyon için ise $a=75$ mm $b=30$ mm boyutları seçilmiştir. Burada a yükleme eksenine göre delaminasyonun genişliğini b ise uzunluğunu ifade etmektedir. Üretimi yapılan eliptik delaminasyonlu tabakalı kompozit plaklar, iki kenarı ankastre diğer iki kenarı serbest sınır şartı kullanılarak burkulma deneyine tabi tutulmuşlardır. Nümerik çalışmalarda ise, eliptik delaminasyona sahip üç boyutlu sonlu elemanlar modeli ANSYS 10.0 paket programı vasıtası ile oluşturulmuştur. Nümerik çalışmalarda öncelikle, deneyleri yapılan numunelerin kritik burkulma yükü değerleri sonlu elemanlar yöntemi ile elde edilen kritik burkulma yükü değerleri ile karşılaştırılmış ve sonuçlar arasında iyi bir uyum olduğu tespit edilmiştir. Daha sonra, delaminasyonun kritik burkulma yükü üzerindeki boyutsal etkisini incelemek için sadece sonlu elemanlar yöntemi kullanılmış ve farklı eliptik delaminasyon boyutlarına sahip üç boyutlu sonlu elemanlar modelleri oluşturulmuştur. Bütün bu deneysel ve nümerik çalışmaların sonucunda, kritik burkulma yükünün delaminasyonun artması ile azaldığı, dikey eliptik delaminasyonlarda bu azalmanın daha fazla olduğu tespit edilmiştir.

ABSTRACT

In this study, effect of elliptic delamination occurred among the layers on buckling behavior of laminated composite plates has been investigated experimentally and numerically. For the experimental studies, glass-epoxy composite materials having 100x140x2.5 mm dimensions and $[(0/90)_3]_s$ fiber orientation have been produced. It has been assumed that the delamination is at just the middle of the composite material. Two delamination types, such as in the parallel and perpendicular to load line, have been planned and then the dimensions have been selected

$a=30$ mm $b=75$ mm and $a=75$ mm $b=30$ mm, for the vertical delamination and the horizontal delamination, respectively. Here, a expresses to width of the delamination and b expresses to height of the delamination according to the load axis. The produced laminated composite plates having elliptic delamination have been subjected to buckling test using two edges clamped and other two edges free boundary conditions. In the numerical studies, three dimensional finite element models having elliptic delamination have been designed with the assistance of ANSYS 10.0 finite element program. Firstly, experimental critical buckling load values of the specimens have been compared with its values obtained with finite element methods and it has been determined that there is a good harmony between experimental and finite element results. Then, the finite element method has been used to investigate the dimensional effect of the delamination on the critical buckling load and three dimensional finite element models having different elliptic delamination dimensions have been constituted. In the end of all of these experimental and numerical studies, it has been established that the critical buckling load decreases when the delamination dimension increases and this decrease is too much for vertical elliptic delaminations.

1.GİRİŞ

Günümüzde mühendislik malzemelerinin gelişimi endüstrinin gelişimine paralel olarak artmaktadır. Bu malzemelerin kalitelerinin artırılması ve zararlı yönlerinin azaltılması konusundaki çalışmalar hızla devam etmektedir. Kompozit malzemeler özellikle son yıllarda mühendislik uygulamalarında yaygın olarak yer almaya başlamıştır. Yüksek mukavemet, yüksek korozyon direnci ve hafiflik gibi başlıca özellikleri kompozit malzemelerin uzay, havacılık ve otomobil sanayinde geniş yer bulmalarına neden olmuştur. Ancak, kompozit malzemeler gerek imalattan kaynaklanan kusurlar (uygun olmayan imalat teknikleri, yabancı maddeler, vb.) ve gerekse dışarıdan gelen etkiler (örneğin darbe yükleri, vb.) nedeni ile hasara uğrayabilirler ve bu hasarlar çalışma şartları altında ilerleyebilir. Bu etkiler, özellikle tabakalı kompozitlerde, tabakalar arasında süreksizlik bölgelerinin (delaminasyonların) oluşmasına ve bu oluşan delaminasyonların belli bir büyüklüğünden sonra yapıların beklenmedik bir şekilde kararlı davranışlarını (stabilitelerini) yitirmelerine sebep olabilir. Bası yükleri altında çalışan kompozit yapılar, tabakalar arasında var olan delaminasyonun etkisi ile taşıyabileceği bası yükünden daha alt seviyede bir yük ile burkulabilir. Bu seviye delaminasyonun büyüklüğüne (veya boyutlarına), sayısına (tekli ya da çoklu) ve şekline (şerit, dairesel veya eliptik) bağlı olarak değişmektedir.

Bası yükleri altında çalışan, tabakalar arası delaminasyona sahip kompozit malzemelerle ilgili olarak çeşitli çalışmalar yapılmıştır. Ayrıca problem tiplerine göre farklı çözüm metotları geliştirilmiştir. Yeh ve Tan [1], eliptik delaminasyona sahip tabakalı plakların burkulma yüküne karşı davranışlarını deneysel ve analitik olarak incelemişlerdir. Deneysel çalışmalarda tek eksenli yük altında delaminasyonlu plakların yük-deplasman davranışını belirlemişler ve buradan burkulma mukavemetini elde etmişlerdir. Yaptıkları analizlerde ise Lagrange formülasyonuna dayanan bir non-lineer sonlu elemanlar programını geliştirmişlerdir. Wang ve arkadaşları [2] tekli veya çoklu delaminasyona sahip kirişlerin ve plakların lokal burkulma yüklerini belirlemek için sürekli bir analiz metodunu ortaya koymuşlardır. Hwang ve Mao [3] iki boyutlu sonlu elemanlar yöntemi kullanarak ve deneysel çalışma yaparak tekli şerit delaminasyona sahip tabakalar arası hibrit kompozitlerin ve tekli fiber sisteminin burkulma davranışlarını incelemişlerdir. Analizlerinde, 0° fiber yönlenme açısına ve farklı tabaka

sayısına sahip karbon/epoksi ve cam lifi/epoksi kompozitler kullanmışlardır. Plak içinde değişik pozisyonlarda bulunan delaminasyon genişliğinin burkulma yükü üzerine etkisini ve yapının delaminasyon tarafından etkilenmediği bir kritik delaminasyon boyunu göstermişlerdir. Short ve arkadaşları [4], delaminasyon içeren bir kompozit malzemenin basma mukavemetindeki azalmanın sebeplerinden birinin delaminasyonlu tabaka olduğu yönündeki fikirlerini ileri sürmüşlerdir. Kompozit malzemelerin bası yüklerine karşı davranışları üzerine delaminasyon geometrisinin etkisini anlamak için, değişik delaminasyon geometrilerine sahip numuneler üzerinde basma deneyleri uygulamışlardır. Zor [5], tekli şerit delaminasyonun burkulma yükü üzerine etkisini incelemek için örgülü (woven) fiber sistemine sahip karbon/epoksi kompozit malzeme seçmiştir. Üç boyutlu sonlu elemanlar metodunu kullanarak, basit mesnet sınır şartı ve farklı fiber yönlenme açıları için kare şeklindeki bir tabakalı kompozit plağın lineer burkulma analizini yapmıştır. Her durum için kritik delaminasyon boyunu bulmuştur. Arman ve arkadaşları [6], dikdörtgen şeklindeki tabakalı kompozit plaklarda dairesel delik etrafında bulunan dairesel delaminasyonların bası yüklerine karşı davranışlarını deneysel ve nümerik olarak incelemişlerdir. Çalışmalarında, belli bir delaminasyon çapından sonra tabakalı kompozit plağın kritik burkulma yüklerinde önemli derecede düşüşler olduğunu tespit etmişlerdir.

Bu çalışmada ise, tabakalı kompozit plakların burkulma davranışları üzerine tabakalar arasında meydana gelen eliptik delaminasyonun boyutsal etkisi deneysel ve nümerik olarak incelenmiştir. Delaminasyonun geometrik olarak kompozit malzemenin tam ortasında olduğu kabul edilmiştir. Delaminasyon yükleme yönünde ve yükleme yönüne dik olmak üzere iki şekilde tasarlanmıştır. Deneysel çalışmalarda, imalatı yapılan her bir numune için üç ayrı deney yapılmış ve ortalama kritik burkulma yükleri elde edilmiştir. Nümerik çalışmalarda ise, eliptik delaminasyona sahip üç boyutlu sonlu elemanlar modeli ANSYS 10.0 paket programı vasıtası ile oluşturulmuştur. Nümerik çalışmalarda öncelikle, deneyleri yapılan numunelerin kritik burkulma yükü değerleri sonlu elemanlar yöntemi ile elde edilen kritik burkulma yükü değerleri ile karşılaştırılmış ve sonuçlar arasında iyi bir uyum olduğu tespit edilmiştir. Son olarak, eliptik delaminasyonun boyutsal etkisi sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak incelenmiştir.

2.MALZEME VE YÖNTEM

2.1. Deneysel Çalışma

Deneylerde kullanılmak üzere [(0/90)₃]_s takviye açısına sahip tabakalı kompozit malzemeler üretilmiştir. Burada matris malzemesi olarak epoksi reçine ve fiber malzemesi olarak da tek yönlü takviye açısına sahip (unidirectional) cam lifi kumaşlar kullanılmıştır. Söz konusu kumaştan hazırlanan tabakalar sıralanışı [0/90/0/90/0/90||90/0/90/0/90/0] olacak şekilde üst üste yerleştirilmişlerdir. Bu gösterimdeki || işareti delaminasyonun olduğu yeri göstermektedir. Yani üretilen kompozitin 6. ve 7. tabakalarının arasında delaminasyon bulunmaktadır. Kompozit plakada bu delaminasyonu oluşturabilmek için, üretim esnasında ilgili tabakalar arasına 13 µm kalınlığında kompozite yapışmayan teflon bir film yerleştirilmiştir. Bu şekilde hazırlanan tabakalar, yaklaşık 2 saat sürede, 100°C'lik sıcaklık altında ve 12 MPa basınç ile preslenerek kompozit malzeme haline getirilmişlerdir.

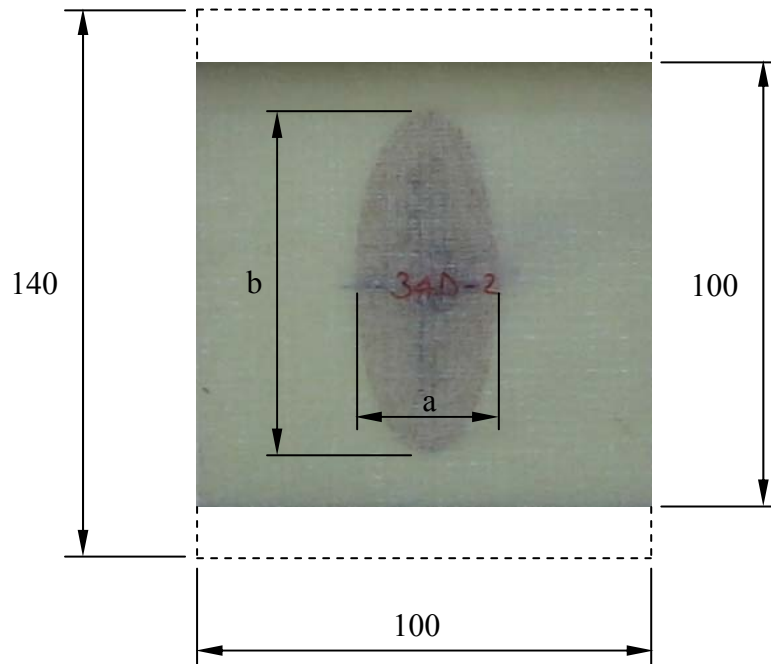
Üretimi yapılan kompozit malzemenin mekanik özelliklerini bulmak için standart test metodları kullanılmıştır. Bunun için hazırlanan kompozit malzemenin delaminasyon bulunmayan kısımlarından standart test numuneleri çıkarılmış ve nümerik analizlerde gerekli olan mekanik özellikler tespit edilmiştir. Elde edilen mekanik özellikler Tablo 1'de verilmektedir.

Tablo 1. Kompozit malzemenin mekanik özellikleri

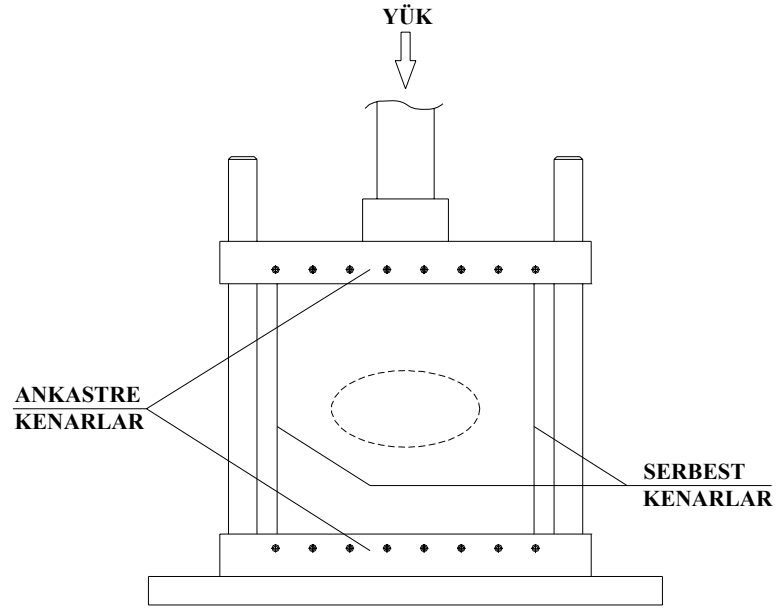
E_1 (MPa)	E_2 (MPa)	ν_{12}	G_{12} (MPa)
42000	12400	0.25	4000

Hazırlanan kompozit malzemedan çıkarılan delaminasyonlu burkulma deneyi numunelerinin genişliği 100 mm, boyu 140 mm ve kalınlığı 2.5 mm'dir. Deneysel çalışmalar için yükleme yönünde ve yükleme yönüne dik olmak üzere iki tip delaminasyon tasarlanmış ve dikey delaminasyon için $a=30$ mm $b=75$ mm, yatay delaminasyon için ise $a=75$ mm $b=30$ mm boyutları seçilmiştir. Burada a yükleme eksenine göre delaminasyonun genişliğini b ise uzunluğunu ifade etmektedir. Şekil 1'de, deneysel çalışmalarda kullanılmak üzere imalatı yapılan eliptik delaminasyona sahip bir numune görülmektedir.

Burkulma deneyleri için kullanılacak olan aparat iki tarafı ankastre diğer iki tarafı serbest sınır şartına sahiptir (Şekil 2). Burada, hazırlanmış olan ve 140 mm'lik boya sahip olan deney numunesinin her iki taraftan 20 mm'si ankastre sınır şartını sağlamak için kullanıldığından burkulma deneyleri için kullanılacak olan numunenin boyutları 100x100x2.5 mm olmaktadır.

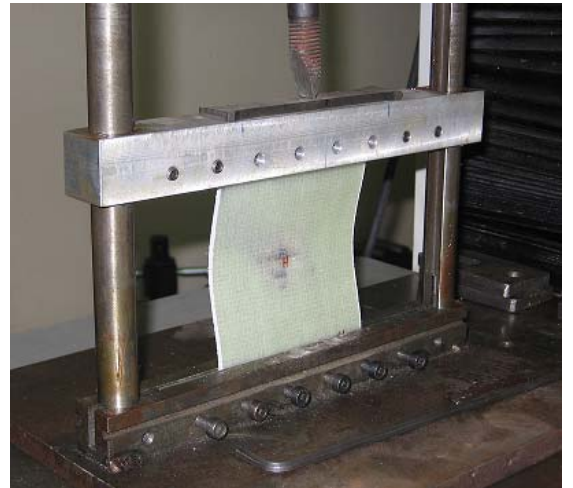
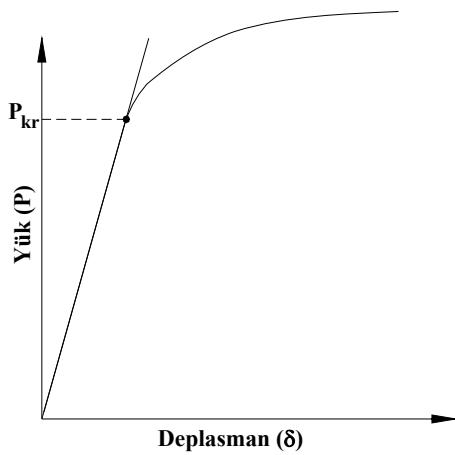


Şekil 1. Burkulma deneylerinde kullanılan numune boyutları (Dikey delaminasyonlu)



Şekil 2. Burkulma deneylerinde kullanılan aparat

Yatay ve dikey eliptik delaminasyonlu numunelerin her biri için üçer tane burkulma deneyi numunesi hazırlanmıştır. Hazırlanan numuneler üzerinde tek eksenli olarak basma deneyi uygulanmış ve elde edilen yük-deplasman ($P-\delta$) eğrileri üzerinden kritik burkulma yükleri bulunmuştur (Şekil 3). Her bir numune için yapılan deneylere ait kritik burkulma yükü değerleri ve bunların ortalaması Tablo 2’de gösterilmektedir.



Şekil 3. Deneysel kritik burkulma yükünün $P-\delta$ eğrisi üzerinden belirlenmesi
Tablo 2. Yatay ve dikey eliptik delaminasyonlar için deneysel kritik burkulma yükleri

Delaminasyon Türü	DeneySEL Kritik Burkulma YüKü (N)			Ortalama (N)
	1. Numune	2. Numune	3. Numune	
Yatay	9040	9150	9110	9100
Dikey	9090	9025	9125	9080

2.2. Nümerik Çalışma

Çalışmanın nümerik kısmında ANSYS 10.0 sonlu elemanlar paket programı kullanılmıştır. Nümerik çalışmanın ilk kısmında, deneysel çalışmalarda kullanılan numunelerin üç boyutlu sonlu eleman modelleri oluşturulmuş ve burkulma analizi yapılarak kritik burkulma yükleri nümerik olarak elde edilmiştir. Burada amaç deneysel ve nümerik sonuçlar arasındaki yakınlığı araştırmak ve bu araştırmanın sonucuna bağlı olarak deneysel çalışması yapılmayan farklı delaminasyon boyutlarına sahip numuneler için sadece sonlu elemanlar yöntemini kullanmaktır.

Tablo 3’de kritik burkulma yüklerinin deneysel ve nümerik olarak elde edilen değerleri yatay ve dikey eliptik delaminasyonlar için karşılaştırılmış ve % sapmaları gösterilmiştir. Buna göre, yapılan karşılaştırma sonucunda deneysel ve nümerik kritik burkulma yükleri arasında ihmal edilebilecek farkların olduğu tespit edilmiş ve çalışmanın bundan sonraki kısımlarında sadece ANSYS sonlu elemanlar paket programının kullanılması doğru bir yöntem olduğu kanaatine varılmıştır.

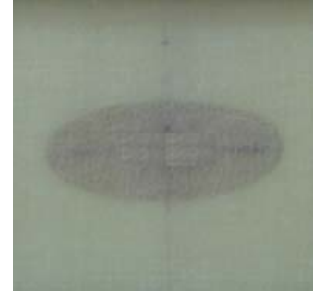
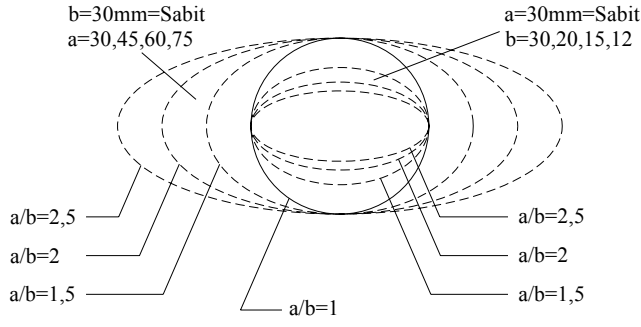
Nümerik çalışmanın ikinci kısmında, eliptik delaminasyonların boyutlarının kritik burkulma yükleri üzerindeki etkilerini incelemek için, Tablo 4’de de gösterildiği gibi farklı a ve b değerlerindeki eliptik delaminasyonlara sahip modellerin sonlu elemanlar analizleri yapılmıştır. Şekil 4 (a, b)’de söz konusu delaminasyonların değişimi şematik olarak gösterilmektedir.

Tablo 3. Deneysel ve nümerik kritik burkulma yüklerinin yatay ve dikey eliptikdelaminasyonlar için karşılaştırılması

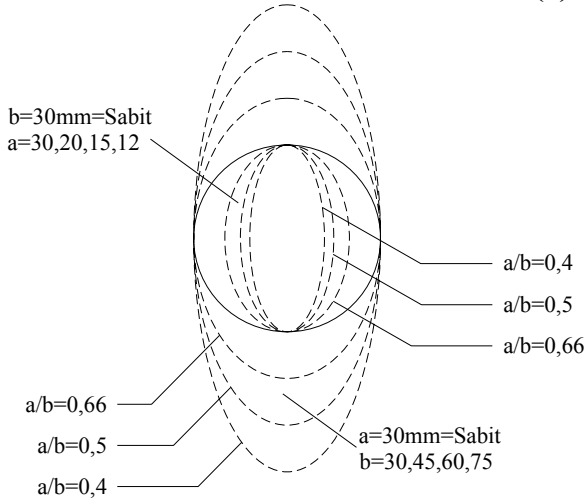
Delaminasyon Türü	P _{kr} (N)		Sapma (%)
	DeneySEL	Nümerik	
Yatay	9100	9140	0.44
Dikey	9080	8900	-1.98

Tablo 4. Nümerik analizlerde incelenen delaminasyon boyutları

	Yatay Delaminasyon	Dikey Delaminasyon
a=30 mm=Sabit	b=12, 15, 20, 30 mm	b=30, 45, 60, 75 mm
b=30 mm=Sabit	a=30, 45, 60, 75 mm	a=12, 15, 20, 30 mm



(a)



(b)

Şekil 4. Delaminasyonların değişiminin şematik olarak gösterilmesi
a) Yatay, b) Dikey delaminasyon

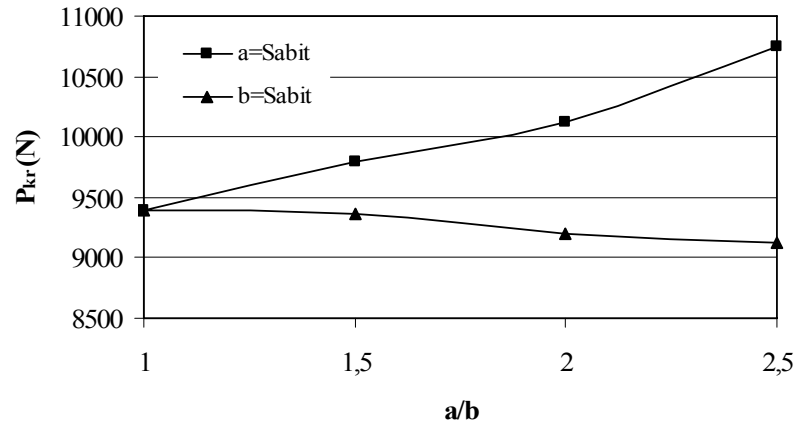
3.TARTIŞMA

Sonlu elaman analizlerinin sonuçlarından da görüldüğü gibi, genel olarak, delaminasyon alanının artması ile kritik burkulma yükünde azalmaların meydana geldiğini ve bu azalmaların dikey eliptik delaminasyonlarda daha fazla olduğu sonucuna varılmıştır.

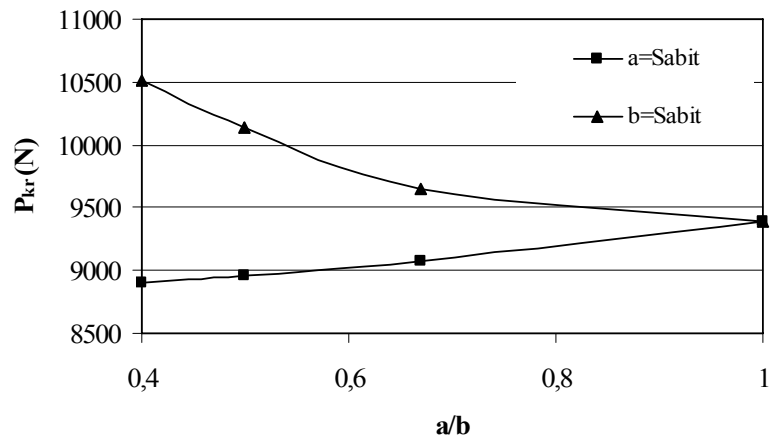
Yatay eliptik delaminasyonlar için kritik burkulma yükünün a/b oranına bağlı olarak değişimi Şekil 5.a'da gösterilmektedir. Burada, Şekil 4.a'dan da görülebileceği gibi, a değerinin (delaminasyon genişliğinin) sabit tutulup b değerinin (delaminasyon boyunun) azaltılması yani delaminasyon alanının küçülmesi kritik burkulma yükü değerinin artmasına sebep olmaktadır. Yine, b değerinin sabit tutulup a değerinin arttırılması yani delaminasyon alanının büyümesi kritik burkulma yükü değerinin azalmasına sebep olmaktadır.

Dikey eliptik delaminasyonlar için kritik burkulma yükünün a/b oranına bağlı olarak değişimi Şekil 5.b'de verilmektedir. Benzer şekilde a değerinin sabit tutulup b değerinin artması yani delaminasyon alanının büyümesi kritik burkulma yükü değerinin azalmasına sebep olmaktadır. b değerinin sabit tutulup a değerinin azaltılması yani delaminasyon alanının küçülmesi kritik burkulma yükü değerinin artmasına sebep olmaktadır.

Şekil 6, yatay ve dikey eliptik delaminasyonların kritik burkulma yüküne etkileri açısından birbirleri ile karşılaştırılmasını göstermektedir. Buna göre, aynı a/b oranları için, dikey eliptik delaminasyona sahip kompozit malzemelerin yatay eliptik delaminasyona sahip kompozit malzemelere oranla daha düşük kritik burkulma yüküne sahip oldukları görülmektedir.

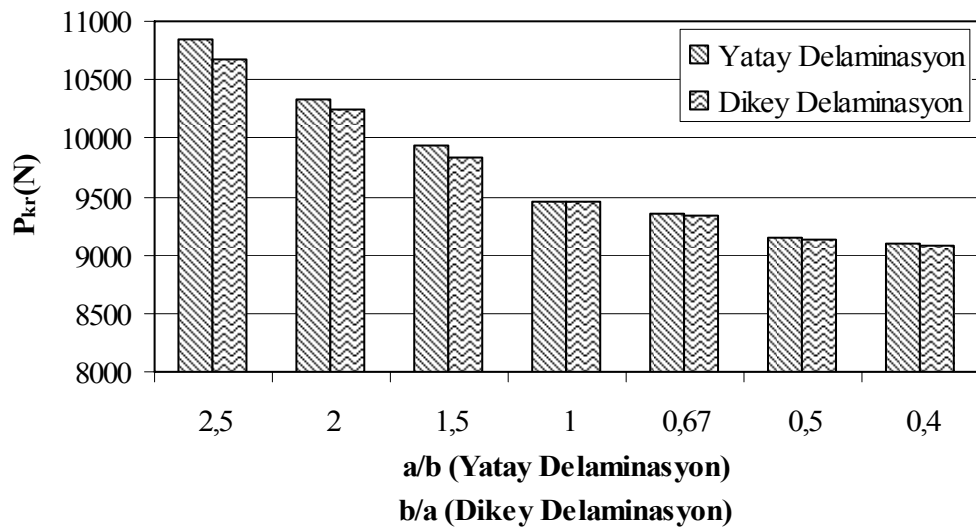


(a)



(b)

Şekil 5. Kritik burkulma yükünün a/b oranına bağlı olarak değişimi;
(a) Yatay eliptik delaminasyon, (b) Dikey eliptik delaminasyon



Şekil 6. Yatay ve dikey eliptik delaminasyonların kritik burkulma yüküne etkileri açısından karşılaştırılması

4.SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, tabakalı kompozit malzemelerde, imalat esnasında veya çalışma şartları altındaki dış etkilerden dolayı tabakalar arasında meydana gelebilecek olan eliptik süreksizlik bölgelerinin (eliptik delaminasyonların), malzemenin kritik burkulma yüküne olan etkileri incelenmiş ve aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir:

Delaminasyon alanının artması ile malzemenin kritik burkulma yükünde önemli azalmalar meydana gelmektedir. Bu durum, malzemelerin stabilitelerini yitirmelerine ve söz konusu malzemelerin kullanıldığı yapıların beklenmedik bir şekilde hasara uğramalarına neden olmaktadır.

Yükleme eksenine dikkate alındığında, bu eksene paralel olan eliptik delaminasyona (dikey eliptik delaminasyona) sahip malzemeler aynı eksene dik olan eliptik delaminasyona (yatay eliptik delaminasyona) sahip malzemelere göre daha düşük kritik burkulma yüklerine sahip olmaktadır.

Bu çalışmada, tabakaların tam ortasında meydana geldiği kabul edilen eliptik delaminasyon ele alınmıştır. Fakat tabakalar arasında farklı şekillerde, farklı ölçülerde, farklı sayılarda ve farklı bölgelerde delaminasyonlar var olabilir. Bunların malzemelerin stabiliteleri üzerine olan etkileri tamamıyla birbirlerinden farklıdır. Fakat bu çalışmada kullanılan üç boyutlu sonlu elemanlar yöntemi delaminasyonlar bakımından farklılıklar gösteren pek çok çalışmada kullanılabilir. Bu modeller üzerine farklı sınır şartları ve farklı yükleme koşulları uygulamak mümkündür.

KAYNAKLAR

- [1] Yeh, M.K. and Tan, C.M., “Buckling of elliptically delaminated composite plates” Journal of Composite Materials 28(1) 36-52, 1994.
- [2] Wang, J.T., Cheng, S.H. and Lin, C.C., “Local buckling of delaminated beams and plates using continuous analysis” Journal of Composite Materials 29 1374-1402, 1995.
- [3] Hwang, S.F. and Mao, C.P., “The delamination buckling of single-fibre system and interply hybrid composites” Composite Structures 46 279-287, 1999.
- [4] Short, G.J., Guild, F. J. and Pavier, M. J., “The effect of delamination geometry on the compressive failure of composite laminates” Composites Science and Technology 61 2075-2086, 2001.
- [5] Zor, M., “Delamination width effect on buckling loads of simply supported woven-fabric laminated composite plates made of carbon/epoxy” Journal of Reinforced Plastics and Composites 22(17) 1535-1546, 2003.
- [6] Arman, Y., Zor, M. and Aksoy, S., “Determination of critical delamination diameter of laminated composite plates under buckling loads” Composites Science and Technology 66 2945-2953, 2006.

